

## UVOĐENJE FAZI LOGIKE U SISTEM UPRAVLJANJA VATROM INTRODUCTION OF FUZZY LOGIC IN FIRE MANAGEMENT SYSTEM

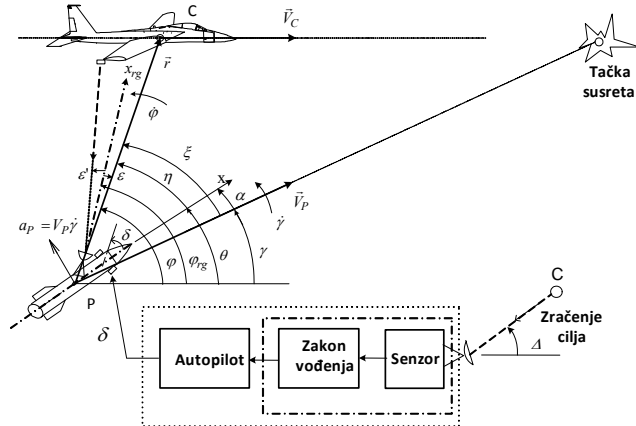
Sašo Gelev, *Elektrotehnički fakultet - Radoviš*

**Sadržaj:** U ovom radu biće primenjen system fazi logičke baze znanja u sistemu upravljanja vatrom raketnih sistema protivvazdušne odbrane. Cilj primene fazi logike je povećanje kvaliteta procesa vođenja rakete sa minimalnim brojem merenja, i mogućnost korišćenja rezultata za moguće modifikacije postojećih sistema protivvazdušne odbrane (Strela 10). Novo je to što ovde definišemo fazi logičke promenljive i to: brzinu približavanja rakete i cilja drf i ugao preticanja koji zauzimamo na lansirnoj rampi ksif. Ova fazi logički bazirana tehnika reducira potrebu određivanja ovih parametara koji se koriste u zakonu samovođenja rakete.

**Abstract:** A system of fuzzy logic knowledge data base will be applied in fire management rocket systems of anti-aircraft defense. The aim of fuzzy logic application is to increase the quality of the rocket guidance with a minimum measuring, and a possibility to apply the results onto possible modifications of the existing systems of anti-aircraft defense systems (Strela 10). The new approach is in defining fuzzy logic variables such as: the velocity of approaching of a rocket and the target drf and the angle of anticipation at the rocket launcher ksif. This fuzzy logic based technique reduces the number of parameters that are used in the rocket self-navigation law.

### 1. SISTEM SAMOVOĐENJA

Funkcionalna šema sistema samovođenja prikazana je na slici 1. Sistem samovođenja može biti aktivan, poluaktivan i pasivan.

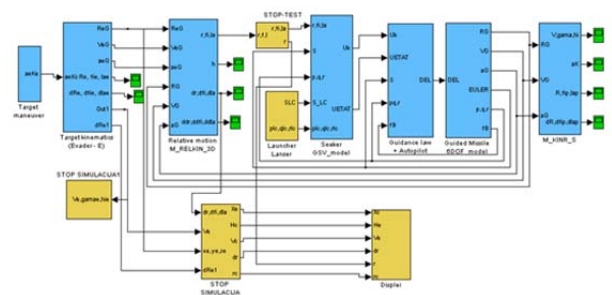


Slika 1. Funkcionalna šema sistema samovođenja

Rešavanje problema upravljanja vatrom obuhvata sledeće zadatke:

- Detekcija i identifikacija cilja;
- Određivanje parametara kretanja cilja;
- Donošenje odluke o gađanju cilja i usmeravanje lansera;
- Lansiranje i upravljanje kretanjem cilja u zavisnosti primenjenog zakona vođenja.

Za realizaciju ovog rada iskorišten je Model sistema samovođenja u vertikalnoj ravni[2] Model je realizovan u programskom paketu MATLAB/Simulink.



Slika 2. Model sistema u MATLAB/Simulink paketu

Kretanje cilja u vertikalnoj ravni dato je jednačinama:

$$\begin{aligned}\dot{V}_e &= a_{ex} \\ \dot{\gamma}_e &= -\frac{a_{ez}}{V_e} \\ \dot{x}_{eg} &= V_e \cdot \cos \gamma_e \\ \dot{z}_{eg} &= -V_e \cdot \sin \gamma_e\end{aligned}\quad (1)$$

Gde su:  $a_{ex}(t)$  i  $a_{ez}(t)$  ubrzanja centra mase cilja koji karakterišu dinamičke i manevarske mogućnosti cilja,  $V_e$  i  $\gamma_e$  su brzina cilja i nagib trajektorije cilja i ulaze u jednačinu za relativno kretanje cilja, a  $x_{eg}$  i  $z_{eg}$  su koordinate centra mase cilja. U modelu samovođenja ovo je definisano u bloku kinematika cilja.

Kretanje rakete dato je jednačinama 2. U modelu samovođenja ovo je definisano u bloku "Raketa dinam+kinem".

$$\begin{aligned}\dot{V} &= a_{x_k} \\ \dot{\gamma} &= -\frac{a_{z_k}}{V} \\ \dot{x}_g &= V \cdot \cos \gamma \\ \dot{z}_g &= -V \cdot \sin \gamma\end{aligned}\quad (2)$$

Kinematičke jednačine samovođenja u veretikalnoj ravni su:

$$\begin{aligned}\dot{r} &= V_e \cdot \cos(\varphi - \gamma_e) - V \cdot \cos(\varphi - \gamma) \\ r\dot{\varphi} &= -V_e \cdot \sin(\varphi - \gamma_e) + V \cdot \sin(\varphi - \gamma)\end{aligned}\quad (3)$$

U modelu samovođenja primenjuje se metod proporcionalne navigacije. Ovaj metod zahteva da je ugaona brzina tangente trajektorije rakete (tj. ugaona brzina rotacije vektora brzine rakete  $\vec{V}$ ) proporcionalna ugaonoj brzini liniji viziranja cilja, tj:

$$\dot{\gamma} = K \cdot \dot{\varphi} \quad (4)$$

Idealna veza za ovaj slučaj ima sledeći oblik

$$\varepsilon = \dot{\gamma} - K \dot{\varphi} = 0 \quad (5)$$

U konkretnom modelu primenjuju se sledeći zakoni vođenja rakete[4]:

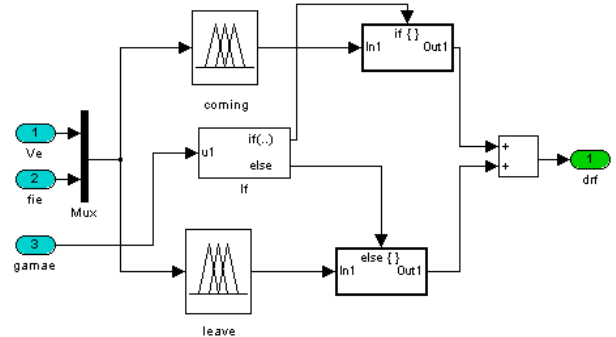
1. Klasična proporcionalna navigacija: u kojoj se meri samo brzina linije viziranja cila  $d\varphi/dt$ ;
2. Klasična proporcionalna navigacija: u kojoj se meri brzina linije viziranja cilja  $d\varphi/dt$  i brzina približavanja cilja i rakete  $dr/dt$ ;
3. Poboljšana proporcionalna navigacija gde osim brzine linije viziranja cilja  $d\varphi/dt$  i brzine približavanja cilja i rakete  $dr/dt$  merimo i ubrzanje cilja normalno na liniju viziranja cilja aen.
4. Optimalna proporcionalna navigacija gde se mere sledeći parametri: brzina linije viziranja cilja, brzina približavanja cilja i rakete, ubrzanje cilja normalno na liniju viziranja cilja i polazni ugao preticanja.
5. Klasična proporcionalna navigacija ali sa fazi određenim  $drf$  i  $ksif$ , tj nema potrebe od merenja brzine približavanja cilja i rakete i ugaone brzine linije viziranja cilja.

## 2. PRIMENA FAZI LOGIKE U SISTEMU UPRAVLJANJA VATROM

Upravljanje sistemima pomuču fazi logike koriste veliki broj ideja takozvanih konvencionalnih modernih metodologija upravljanja, sa isključkom da pri upravljanju fazi logikom dosta često formalni matematički model je nedostupan pa je nemoguće uraditi pravu matematički analizu[1]. Postoji veliki broj slučajeva gde je teško razviti matematički model ili je cena razvijanja prevelika. Skoro uvek inženjer upravljanja može da specifikira nekakav aproksimativan model procesa. Naše iskustvo kaže da inženjeri koji razvijaju model sa fazi logikom, skoro uvek imaju i tačan matematički model.

U ovom radu fazi logika je primenjena u zakonu samovođenja rakete prema cilju. U tom cilju izvršena je fazifikacija sledećih promenljivih: brzina približavanja cilja i rakete  $drf$  i polazni ugao preticanja  $ksif$ .

Za određivanje ovih fazi promenljivih formirana si 4 fazi logička upravljača (FLC) u sistemima zaključivanja: dva FLC se iskorištena za određivanje  $drf$  i dva za određivanje  $ksif$ . Ulazni parametri u FLC, koji se koriste za određivanje  $drf$  a su: brzina cilja  $Ve$ , orijentacijski ugao(dva režimi: cilj je u dolasku i cilj je u odlasku)  $gamae$ , i ugao elevacije cilja  $fie$



Slika 3. FLC za određivanje  $drf$

Funkcije pripadnosti  $Ve$  i  $fie0$  su trouglastog oblika sa lingvističkim vrednostima:

$$V_e = \{mf1, mf2, mf3, mf4, mf5, mf6\}$$

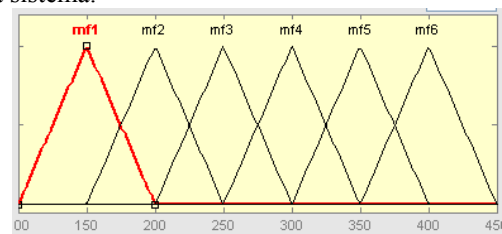
$$fie0 = \{low, medium, high, very high\}$$

Skupovi njihovih vrednosti kreću se u sledećim intervalima:

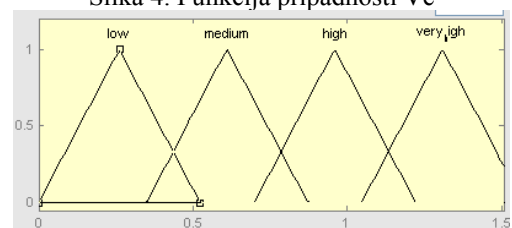
$$V_e = [100, 400m/s], \quad fie0 = [0, 1.507rad]$$

U ovom slučaju pokazali smo dizajn sistema sa fazi upravljanjem, vođenje i osmatranje rakete i borbenih scenarija koji upotrebljavaju fazi odluke i upravljanje koje je i hibridno ili kombinirano matematičkom analizom i korišćenje fazi računarske tehnike. Svakako mora se obezbediti i konzistentna kompatibilnost.

Postoje ograničenja u poboljšanju performansi dizajna ovog inženjerskog sistema u odnosu na realne činjenice da se za neke zadatke tehnike fazi sistema bolje uklapaju, a kod drugih zadataka tehnike matematičke analize daju bolje rezultate. Mnogo je važno napomenuti da uključivanjem nekih računarskih formalizama i tehnike kao što su fazi sistemi ovde, nužno vodi do kreiranja tehnoloških sistema sa višim koeficijentom mašinske inteligencije i simultano poboljšanje ili pojednostavljanje inženjerske structure dizajna sistema.



Slika 4. Funkcija pripadnosti  $Ve$



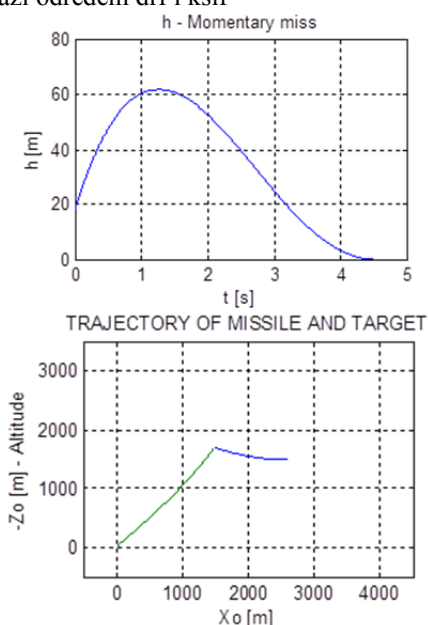
Slika 5. Funkcija pripadnosti  $fie0$

### 3. SIMULACIJSKI REZULTATI

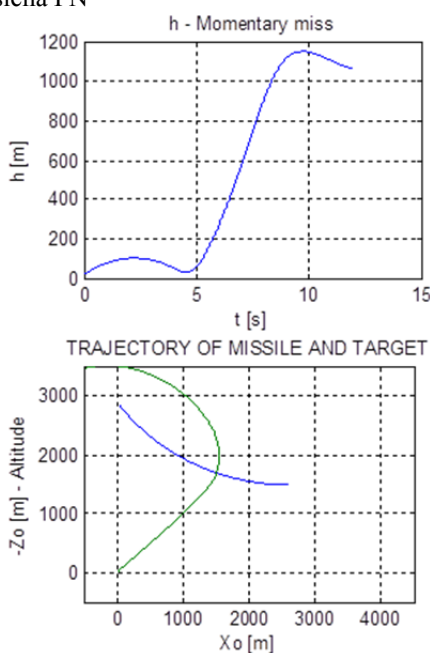
Računarskom simulacijom sistema vođenja sa Slici 2 za različite početne uslove, možemo izvršiti simulacijske eksperimente za promenljiva scenarija protivvazdušne odbrane[3]. Nas naročito interesuju rezultati dobiveni simulacijom fazi logičkog zakona vođenja u scenariju kada se cilj približava (u dolasku) i kada imamo manevar cilja..

Slučaj 1: Biće prikazani rezultati za režim gađanja **kada imamo manevar cilja** u vertikalnoj ravni sa ubrzanjem  $a_{ezk} = -20m/s^2 \approx 2g$  (manevar gore) sa početnim uslovima: početna pozicija cilja  $[x_{oe}, z_{oe}]^T = [2600, -1500]^T m$ , brzina  $V_{e0} = 250m/s$ ,  $\gamma_{e0} = 180^\circ$ . (cilj u dolasku)

a) Fazi određeni drf i ksif



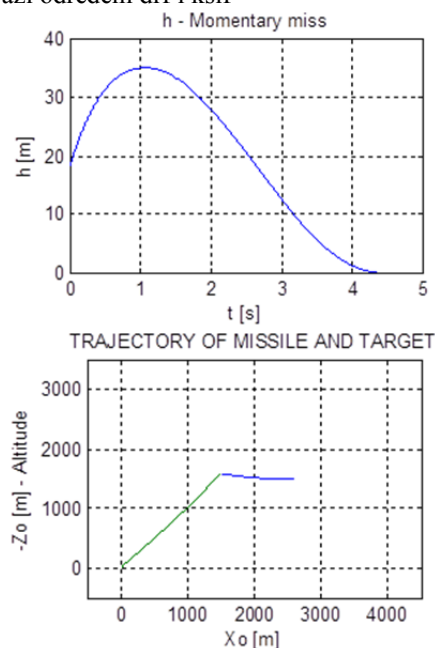
b) Klasična PN



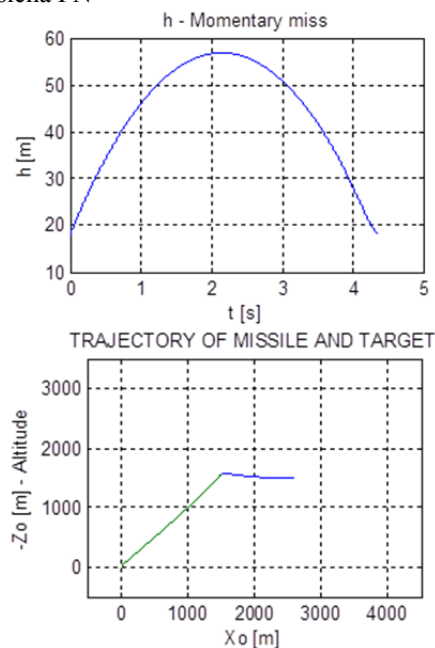
Slika 6. Trenutni promašaj i kretanje cilja i rakete (slučaj 1)

Slučaj 2: Biće prikazani rezultati za režim gađanja **kada imamo manevar cilja** u vertikalnoj ravni sa ubrzanjem  $a_{ezk} = -10m/s^2 \approx 1g$  (manevar gore) sa početnim uslovima: početna pozicija cilja  $[x_{oe}, z_{oe}]^T = [2600, -1500]^T m$ , brzina  $V_{e0} = 250m/s$ ,  $\gamma_{e0} = 180^\circ$ . (cilj u dolasku)

a) Fazi određeni drf i ksif



b) Klasična PN



Slika 7. Trenutni promašaj i kretanje cilja i rakete (slučaj 2)

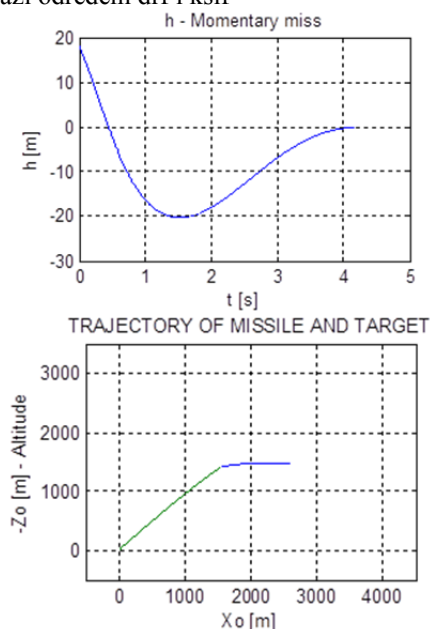
Slike 6 i 7 prikazuju komponente trenutnog promašaja u vertikalnoj ravni i kretanje cilja i rakete u vertikalnoj ravni kada cilj manevriše sa ubrzanjem  $a_{ezk} = -20m/s^2 \approx 2g$  i  $a_{ezk} = -10m/s^2 \approx 1g$ , cilj u dolasku kada je primenjena klasična PN i klasična PN ali sa fazi određenom "drf" i ksif".

Sa slike 7 vidi se da dolazi do susreta cilja i rakete ali sa mnogo većim trenutnim promašajem kada se primenjuje klasična proporcionalna navigacija. Sa povećanjem ubrzanja

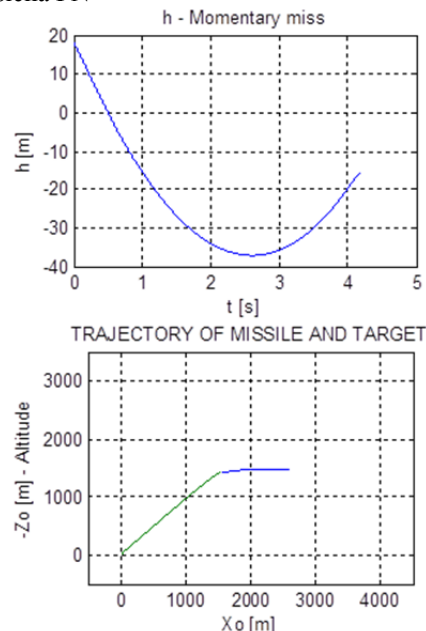
veće od  $2g$  (slika 6) vidi se da raketa ne može da prati cilj i imamo gubljenje rakete t.j. promašaj cilja.

Slučaj 3: Biće prikazani rezultati za režim gađanja **kada imamo manevar cilja** u vertikalnoj ravni sa ubrzanjem  $a_{ek} = 20m/s^2 \approx 2g$  (manevar dole) sa početnim uslovima: početna pozicija cilja  $[x_{oe}, z_{oe}]^T = [2600, -1500]^T m$ , brzina  $V_{e0} = 250m/s$ ,  $\gamma_{e0} = 180^\circ$  (cilj u dolasku)

a) Fazi određeni drf i ksif



b) Klasična PN



Slika 8. Trenutni promašaj i kretanje cilja i rakete (slučaj 3)

Slika 8 prikazuju komponente trenutnog promašaja u vertikalnoj ravni i kretanje cilja i rakete u vertikalnoj ravni kada cilj manevriše sa ubrzanjem  $a_{ek} = 10m/s^2 \approx 1g$ , cilj u dolasku kada je primenjena klasična PN i klasična PN ali sa fazi određenom "drf" i ksif".

Sa slike 8 vidi se da dolazi do susreta cilja i rakete ali sa mnogo većim trenutnim promašajem kada se primenjuje mnogo većim trenutnim promašajem kada se primenjuje

klasična proporcionalna navigacija. Sa povećanjem ubrzanja veće od  $2g$  (slično kao i slučaj 1) raketa ne može da prati cilj i imamo gubljenje rakete t.j. promašaj cilja. (radi malog prostora ove slike nisu prikazane)

#### 4. ZAKLJUČAK

Možemo sumirati i reći da smo ovde primenili fazi logičku bazu znanja u sistem upravljanja vatrom raketnih sistema protivvazdušne odbrane (RSPVO). Ovo smo izveli upotrebljavajući Fuzzy toolbox MATLAB programskog paketa. Fazi logika se koristi za određivanje brzine približavanja rakete i cilja kao i ugla preticanja koji se zauzima na lansirnoj rampi. Ova dva parametra korišćena su u zakonu samovođenja. Ovim metodom potreba određivanja ovih parametara nije potrebna jer su oni prethodno, na bazi procene, dobijeni. Simulacijski model u vertikalnoj ravni razvijen je u MATLAB/SIMULINK programskom paketu. Cilj ovog rada je poboljšanje kvaliteta procesa upravljanja sa minimalnim brojem merenja, i korišćenje dobijenih rezultata za modifikaciju postojećih raketnih sistema protivvazdušne odbrane. (Strela 10).

Primenom fazi logike namalio bi se broj senzora koji se koristi u klasičnoj izvedbi raketnih sistema, što bi doprinelo poboljšanju manevarskih sposobnosti raketa. Treća dobit bi bila u tome da se sa smanjenjem hardvera kod rakete može povećati težina bojeve glave tj. povećati razorna moć rakete.

#### LITERATURA

- [1] S. Gelev, Z. Gacovski, J.-H. Xu, Y.-W. Jing, S. Deskovski, and G. M. Dimirovski, "A Novel Mode of Fire Control in Missile Systems for Air Defence," in *Proceedings of the 5-th IFAC WS on Technology Transfer to Developing Countries* (G. M. Dimirovski, Editor), Cesme, TR, May 17-20, pp. 75-80. The IFAC, the TOK, and Dokuz Eylul University Press, Izmir, TR, 2007.
- [2] S. Gelev, SINTEZA NA INTELIGENTEN SISTEM ZA UPRAVUVANJE SO OGNOT KAJ RAKETNITE SISTEMI ZA PROTIVVOZDUŠNA ODBRANA, Doktorska disertacija, Skopje, MK, 14 april 2008.
- [3] Z. Gacovski, M. Ilievski, S. Gelev, S. Deskovski, "Fuzzy Inference System Applied for Calculation of Environment Pollution", in *Proceeding of 8th National conference with international participation* (M. J. Stankovski, Editor) Ohrid, MK, sep. 19-21, pp. A1-1. Society for Electronics, Telecommunications, Automatics and Informatics of the Republic of Macedonia, Skopje, MK, 2007.
- [4] G. M. Dimirovski, S. M. Deskovski, and Z. M. Gacovski, "Classical and Fuzzy System Guidance Laws in Homing Missile Systems," in *Proceedings of the 2004 IEEE AESS International Aerospace Conference* (D. F. Woerner, K. I. Profet, G. E. Bryan, S. Mobassar, and D. A. Williamson, Editors), March 6-13, Big Sky, MN -USA, pp. 9.0204.(1-18), The IEEE, Piscataway, NJ, and IEEE Aerospace Conferences Office, Manhattan Beach, CA, 2004.